

# La Viuda Negra El legendario YF-23: aerodinámica y estructura

(Tercera parte)

**JAVIER SÁNCHEZ-HORNEROS PÉREZ**  
*Ingeniero en Ensayos en Vuelo*

En el cierre de esta serie de artículos dedicados a este magnífico avión, comentaremos las principales características de las que fueron dotados los prototipos, que no dejan de sorprender aún 30 años después por el grado de complejidad y detalle alcanzados en cada uno de los elementos que lo componen y que, en el fondo, son parte de esa magia que siempre lo ha envuelto.





YF-23 PAV-1 en donde se puede apreciar la configuración angular base según el principio «planform alignment» (señaladas en el lado izquierdo únicamente). (Imagen del autor sobre el original de Northrop-Grumman - USAF)

## AERODINÁMICA Y ESTRUCTURA DEL YF-23

Un vistazo rápido al YF-23 revela un diseño basado en la filosofía de diseño conocida bajo el término anglosajón *close coupled design* (que podría traducirse como acoplamiento cerrado o configuración cerrada). Este enfoque presenta en el caso concreto del YF-23, las siguientes características:

- Los vórtices aerodinámicos generados por el ala interactúan con la sección de cola, originando un bajo momento de inercia o resistencia al movimiento en el eje de cabeceo y guiñada.

- A esta característica se le añade por diseño un margen estático (caracteriza la estabilidad longitudinal y la controlabilidad de un vehículo aéreo) negativo, con un centro de

gravidad muy retrasado respecto del punto neutro (punto en el que las diversas fuerzas están en equilibrio) originando que el vehículo sea inherentemente inestable, y por tanto, pueda efectuar cambios muy rápidos en su actitud, característica altamente predominante en el caso concreto del YF-23.

- La acción combinada del ala-fuselaje-colas en «V» proporcionan al YF-23 unas características de baja carga alar (beneficiosos a bajas velocidades de la envuelta).

Las características de baja observabilidad se obtienen gracias tanto a la minimización de elementos estructurales protuberantes (remaches, antenas, etcétera) como a la aplicación en el diseño del concepto *Planform Alignment*, en donde la configuración angular de varios

elementos aerodinámicos es similar, minimizando las superficies divergentes/aristas que sean susceptibles de retornar ecos radar al emisor; en el caso del YF-23, la configuración angular base de alineamiento de superficies con respecto a la obtención de dichas características de baja observabilidad era de 40°. Al diseño se suma la aplicación de cubiertas RAM (radar absorbent materials). Curiosamente, los mayores deflectores de las emisiones infrarrojas son las propias colas en «V», dificultando la detección y el bloqueo por parte de sistemas IRSTs (Infra Red Search and Tracking) o cabezas buscadoras de misiles IR (Infra Red) en todos los aspectos, excepto en el superior y en trasero directo.

Los materiales estructurales empleados son los esperados en cual-





PAV-1 con la bahía de armamento abierta. (Imagen: Northrop Grumman)

quier diseño actual: titanio, aluminio, acero y composites (termoestables en su mayoría, al ser los termoplásticos una tecnología emergente en los años 1980). Las tolerancias y ajustes entre los diferentes elementos estructurales son mínimas, incrementando las características de baja observabilidad del avión, diseñándose con tecnología CAD-CAM (Computer Aided Design-Computer Aided Manufacturing). Curiosamente, el CAM, debido a un error de programación, conllevó que el ala del PAV-1 careciese en sus largueros de titanio de ocho alojamientos de tipo Clevis destinados a ser unidos con sus contrapartes del fuselaje. Dado que la obtención de nuevos largueros en tiempo y coste era inviable, los alojamientos se fabricaron por separado y fueron unidos a los largueros originales por soldadura de haz de electrones, siendo necesario limitar el factor de carga alcanzable por el PAV-1 a 6 Gs (en la práctica, no se alcanzaron valores superiores a 4.4).

Los PAV tenían diferencias notorias entre sí en base a su misión: sobre el PAV-1 se realizarían los ensayos relacionados con la bahía de armamento, disponiendo de compuertas funcionales y elementos clave de diseño (dientes serrados en las compuertas e instrumentación para medición de vibraciones y presiones en el compartimento). El PAV-2, destinado a los ensayos de estabilidad a

altos ángulos de ataque, no disponía ni de los mencionados y carecía de los elementos de baja observabilidad indicados. Ambos PAVs disponían del alojamiento para el cañón M61 y sus componentes asociados, pero, al no estar instalado, se utilizó para la integración de equipos de instrumentación de ensayos.

#### EL YF-23 EN VUELO. LAS LEYES DE CONTROL Y EL VMS

Las superficies de control del avión consisten en flaps de borde de ataque, y alerones y flaperones situados en el borde de salida. Las colas en «V», de una superficie cercana a los 2/3 de la total del ala, estaban dispuestas en un ángulo de caída de 50°. Todas ellas podían operar de forma diferencial, ejerciendo funciones de control o de aerefreno (gracias al despliegue de flaps junto con

el desplazamiento hacia arriba de los alerones) según la demanda del piloto, característica revolucionaria a finales de los años 1980 y cada vez más estandarizada hoy en día.

A pesar que durante la DEM/VAL, el YF-23 no superó los 25 grados de AoA (ángulo de ataque, angle of attack) a diferencia de Lockheed (siendo este uno de los motivos que provocaron que el YF-22 fuera declarado como ganador), el avión fue dotado de capacidades sobresalientes en este campo, gracias al diseño del chine en el morro, que a su vez como efecto añadido, mejoraba las características de baja observabilidad del avión. Además, presentaba características de alta resistencia a la entrada tanto a la pérdida como a la barrena, demostrándose en los tests realizados en los túneles de viento, comprobando que en condicones



El YF-23 durante una pre vuelo. Se puede observar también la morfología del chine. (Imagen: Northrop Grumman - USAF)



PAV-2 Gray Ghost en el Museo Nacional de la USAF. Tras una restauración, adoptó el mismo esquema de pintura que el Spider (PAV-1). (Imagen: NMUSAF)

de alto AoA, la corriente en sendas colas en «V» permanecía en régimen laminar, comprobándose posteriormente en vuelo.

Estas actuaciones eran posibles tanto por diseño como por el empleo de un sistema de control tipo *fly by wire* de tipo cuádruple, con comandos independientes por superficie y desplazados mediante actuadores hidráulicos, diseñado para contrarrestar cualquier fallo aislado y mantener características de vuelo de nivel 1 (las de mayor rango) y reduciéndolas ligeramente (nivel 2) en el caso de fallo de dos componentes. Las leyes de control de vuelo y las *handling qualities* en los tres ejes fueron las siguientes:

- Eje de cabeceo: los *inputs* sobre el *stick* actúan según dos lógicas principales; por debajo de la *corner speed* comandan el AoA; por encima, el factor de carga. El sistema de control de vuelo compensa automáticamente excepto a bajas velocidades (aproximación y/o aterrizaje); además, ejecuta un *dampening*, filtrando las perturbaciones no inducidas por el piloto (como las turbulencias atmosféricas, orográficas u

otras influencias externas) durante la trayectoria de vuelo.

- Eje de alabeo: el *input* sobre el *stick* comandaba una tasa de alabeo «X» estable en el eje de giro (sin deslizamiento lateral). En el caso de alabeo a bajas velocidades o un *input* de cierta agresividad, se permitía un alabeo centrado en el eje del cuerpo.

En ambos casos, la sensibilidad cambiaba proporcionalmente a la evolución en la envuelta, de forma que el *input* físico del piloto fuera uniforme, consiguiendo por diseño unas *handling qualities* armónicas: los *inputs* en los ejes de cabeceo y alabeo daban la sensación de ser uniformes a la hora de desplazar el avión en todo el rango de velocidades, incluyendo un perfil supersónico (los pilotos de ensayos alabaron precisamente las cualidades en este último régimen, indicando que el manejo era prácticamente como hacerlo en el régimen subsónico, no solo gracias a las leyes de control de vuelo, sino también debido a las grandes derivas, baja carga alar y conjunto de las superficies de control).

- Eje de guiñada: similares características a las de cabeceo y alabeo. Las leyes de control proporcionaban coordinación durante el *roll* y *damping* contra el «balanceo del holandés». Así, si el piloto no actuaba en los pedales, las leyes de control de vuelo interpretaban dicha «no acción» como un comando de deslizamiento cero, que en la práctica proporcionaba deslizamiento cero, incluso en condiciones OEI (One Engine Inoperative).

El YF-23 disponía de un último ingenio, el IEM o Integrated Engine Mode, similar a un control crucero, que mantenía la velocidad comandada mediante un *roller* en el mando de gases del motor izquierdo, siendo especialmente útil durante el crucero en supersónico: durante los tests en simulador, se descubrió que el empuje necesario para mantener la velocidad en este régimen cambiaba poco en un rango muy amplio de la envuelta. De esta forma, la integración motor/leyes de vuelo favoreció la operatividad del avión: la única acción que debía ejecutar el piloto era poner ambas palancas de gases en la posición



Recreación artística de una hipotética formación de F-23A. (Imagen: Adam Burch/Hangar B Productions)

intermedia del cuadrante del motor (indicada con CTR en el mismo) y seleccionar la velocidad deseada.

La suavidad y la nobleza de ambos YF-23, tan alabada por los pilotos de ensayo que participaron en la fase DEM/VAL fue posible gracias al corazón del avión, el llamado VMS (Vehicle Management System), compuesto por cuatro computadoras VMC (Vehicle Management Computers), encargadas de monitorizar los diferentes

sistemas del avión e integrar toda la información disponible de estos, proporcionando en base a estas los *inputs* a las superficies de control según las demandas del piloto. En concreto, controlaba el desplazamiento de las superficies, los elementos activos del BLC (Boundary Layer Control), el giro de la rueda del morro, el sistema *antiskid*, monitorización de los datos de las sondas de aire (de tipo *flush*) y de los sistemas relacionados con

la campaña de ensayos que pudiera afectar al comportamiento del avión, como la unidad de *flutter*.

El sistema hidráulico estaba compuesto por dos subsistemas PC (Power Control) y un sistema *Utility* (UTIL). Los PC-1 y 2, gemelos, estaban encargados de desplazar actuadores de superficies de vuelo específicas. El sistema UTIL, de sistemas auxiliares (frenos del tren de aterrizaje, actuador de la rueda de morro, receptáculo de reportaje en vuelo, etcétera). Si cualquiera de los dos PCs fallaba, el sistema UTIL actuaría de sistema auxiliar. En caso de fallo simultáneo de ambos motores, se disponía de un sistema de potencia de emergencia (EPS, Emergency Power System) basado en el del F-16, con sendas unidades de potencia (EPU, Emergency Power Unit). Los EPS del PAV-1 y 2 eran diferentes, de mayor complejidad en el caso del PAV-2, instalando dos EPU adicionales en la bahía de armamento con el fin de asistir cualquier emergencia durante los ensayos de estabilidad a altos AoA.



Imagen pictórica de un teórico F-23A. (Imagen: Adam Burch/Hangar B Productions)



## LOS MOTORES. EL SISTEMA DE ADMISIÓN Y ESCAPE

Uno de los requisitos del Programa ATF fue el probar dos motorizaciones prototipo: el Pratt&Whitney YF119-PW-100 (instalado en el PAV-1) y el General Electric YF120-GE-100 (en el PAV-2). En ambos casos, el empuje era controlado por el interfaz entre el VMS y el FADEC (Full Authority Digital Engine Control) del motor, que proporcionaba por sí solo un funcionamiento *carefree*: el VMS informaba al FADEC el valor de mach y del empuje demandado según posición del mando de gases, mientras que el FADEC informaba al VMS el status del empuje alcanzado y el rendimiento del motor.

El YF119 era un turbofan tradicional con un bajo *bypass*, pensado desde el principio para ser fácil y barato de mantener a pesar de la inmensa complejidad que representaba diseñar un motor que proporcionaría en su versión de serie 35 000 libras de empuje con un 40% menos de piezas que los de la época, todo un reto aún hoy.

El realmente innovador era el YF-120, un motor de ciclo variable. El principio de funcionamiento de este motor era muy similar



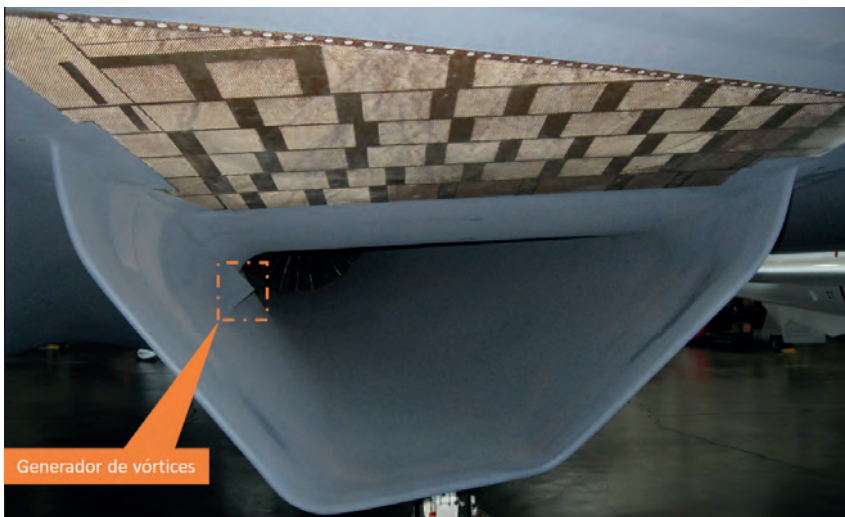
YF120 en el Museo Nacional de la USAF. (Imagen: autor desconocido)

(no igual) al que actualmente se contempla para la integración en sistemas de armas de sexta generación. En este caso concreto, aunque no de «tres corrientes» propiamente dicho, sí que era un motor de ciclo variable, con un funcionamiento basado en un sistema de doble *bypass*: el motor operaba como un turbofan (mejora del consumo específico y de la persistencia en combate) cuando la compuerta de *bypass* localizada justo tras la primera etapa de la sección del compresor de alta presión se abría, pasando el caudal de aire por un conducto denominado *fan bypass*. Cuando se le demandaba empuje propiamente dicho, la mayoría del caudal de admisión se derivaba tanto a la cámara de combustión como a la turbina, cerrando el *fan bypass* y abriendo el *core bypass duct*, dotándole de características

similares a las de un turboreactor (aumento de prestaciones en condiciones de gran altitud y velocidad). Aún hoy, la mayoría de la información de este motor es considerada como «sensible», por lo que este modelo de funcionamiento descrito en estas líneas podría no ser exacto.

Pese a que tanto el PAV2 (YF-23) como el PAV1 (YF-22), ambos equipados con el YF120, alcanzaron los mayores valores de velocidad en súpercrucero, el ganador final fue el YF119 por ser un diseño más convencional y menos arriesgado según evaluación de la USAF.

El conducto de admisión de los motores constaba de la característica forma en «S» (incremento de características de baja observabilidad), así como del sistema de control de capa límite (BLC, Boundary Layer Control) consistente en dos elementos clave: el primero, las superficies plásticas de tipo poroso instaladas en la zona inmediatamente superior del difusor de admisión (en las proximidades del labio), acompañada por otra capa interior (en el inicio del conducto, cercana al fuselaje). El segundo elemento eran sendas compuertas gemelas controladas por computador, encargadas de controlar el caudal de aire de estas características (especialmente importante tanto a bajas velocidades y altos ángulos de ataque, como en condiciones de vuelo supersónico, en donde en ambos casos se podría afectar negativamente el rendimiento del motor) y expulsarlo a través de una cavidad de sección fija en la zona superior del fuselaje. Finalmente y para in-



Generador de vórtices

Superficie del BLC en la admisión, así como el generador de vórtices (en forma de cuña, en la pared del conducto). (Imagen: Northrop Grumman)



Exhaust del PAV-1. (Imagen: autor desconocido)

crementar el rendimiento, el sistema incluía un generador de vórtices en forma de cuña.

El sistema de escape del PAV-1 (YF119) difería con respecto de el del PAV-2 (YF120). Ambos compartían la carencia de una tobera de escape como tal, sustituida por un panelado de placas de Titanio (de tipo lamilloy) de 5x5 pulgadas y con cientos de perforaciones cada una de ellas, que servían a modo de conductos de refrigeración gracias a un sangrado procedente del fan del compresor, disipando el calor generado (especialmente con el postquemador encendido, con temperaturas superiores a los 1000.º C). Dado el mayor caudal de aire de escape que manejaba el YF120 por su misma naturaleza de diseño en el PAV-2, la superficie cubierta por los paneles era algo ligeramente superior a la del PAV-1.

La segunda diferencia radicaba en que el PAV-1 disponía de sendos flaps móviles para redirigir el caudal de gases de combustión, mientras que el PAV-2 incorporaba un único flap fijo. En ambos casos, a este ingenio se le conoció como Single Expansion Ramp Nozzle (SERN).

**EL COCKPIT**

Exceptuando las pantallas específicamente diseñadas para la monitorización de parámetros del YF-23, la base física fue la de un F-15E, con sendas pantallas de 5x5 pulgadas multipropósito a color (MPCDs,

MultiPurpose Color Displays) con 20 pulsadores cada una, adoptando asimismo el stick y los mandos de gases. Mención especial a tres elementos especiales:

- La unidad de control de generación de flutter (Flutter Exciter Control Unit, FECU), que en algunos tests sustituía al MPCD izquierdo, diseñada de forma que las propias superficies de vuelo generasen los diversos modos (un total de tres) de flutter a probar.

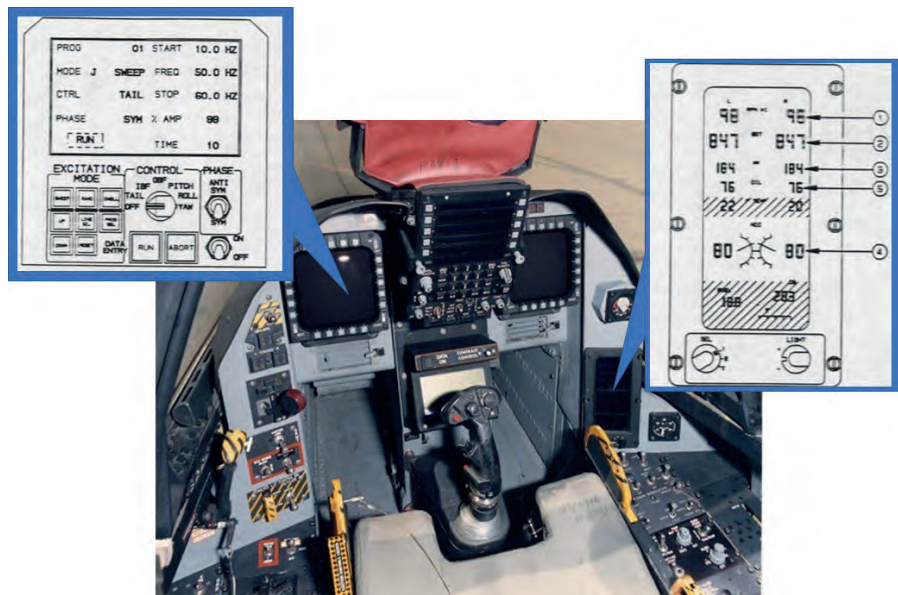
- Una pantalla adicional situada en la parte inferior derecha del piloto a modo de Standby Flight Display (SFD) que proporcionaba información sobre los parámetros de motor y de la EPU (Emergency Power Unit).

- Finalmente, un Flight Test Display Panel, (parte inferior del pedestal), que proporcionaba al piloto ciertas funciones de control sobre la FTI (Flight Test Instrumentation) del avión.

También se adoptó del F-15E tanto el UFC (Up Front Control Panel) como el HUD (Head Up Display) de

gran angular de 28.º x 21.º. La carencia de una unidad de transferencia de datos (DTM, Data Transfer Module) imposibilitaba que las frecuencias de radio, waypoints y datos destinados a la alimentación de la unidad inercial se transfiriesen por otro medio que no fuera el UFC. El piloto se sentaba, con una inclinación de 18.º, sobre el asiento eyectable ACES II (Advanced Concept Ejection Seat), capaz de desempeñar su función en una envolvente de vuelo de entre 0 a 600 nudos de velocidad y con la capacidad de adoptar una postura vertical positiva tras la eyección, independientemente de si la misma había tenido lugar a cualquier grado de alabeo o posición invertida. Para el YF-23, el asiento adoptó la configuración del F-117, con sendas manetas laterales en lugar de una anilla central.

Dado que en un avión de baja observabilidad, el piloto y el propio cockpit son entre cientos (y en ocasiones, miles) de veces más visibles para el radar enemigo que el propio avión, para los PAV se dispusieron desde el inicio de una serie de cubiertas de baja observabilidad so-



Cockpit del YF-23, con la FECU y SFD mostradas a modo de detalle. (Imágenes desclasificadas y públicas de Northrop Grumman)



bre el plexiglass. Durante los tests iniciales, las mismas se degradaron rápidamente debido a la acción de los elementos atmosféricos, por lo que se les dotó de una cubierta extra cristalina a modo de escudo. Tras dos rupturas de este nuevo tipo en tierra, se descubrió que las diferentes propiedades térmicas de los materiales conllevaron a la generación de stress estructural aunque afortunadamente, el policarbonato siempre resultaba intacto, lo que fue clave cuando las cubiertas tanto del PAV-1 como del PAV-2 sufrieron problemas en pleno vuelo (comentados en la segunda parte de esta serie de artículos).

### LO QUE NO PUDO SER: EL F-23A

Un mes antes de la finalización del DEM/VAL (noviembre de 1990) la USAF emitió a sendos contendientes una RFP (Request for Proposal) en la que pedía especificar los cambios de los aviones serie (denominados en este caso EMD, Engineering and Manufacturing Development) con respecto a los PAV, considerando eso sí ambos motores ensayados (DP231 para el YF119 y DP232 para el YF120). En el caso del YF-23, las diferencias estimadas fueron:

- Una suite completa de aviónica basada en un CIS (Core Integrated System) complementado por múltiples tarjetas SEM-E (Standard Electronic Modules).
- Un *cockpit* enteramente nuevo, con pantallas multifunción en disposición muy similar a la del F-22A, dotada de un HUD holográfico de gran angular.
- Alargamiento del fuselaje, especialmente notorio en el caso de la propuesta EMD asociada al YF119 (DP231), dada la mayor longitud de este motor.
- Armamento en dos bodegas, una anterior (en donde se llevarían los AIM-9X, una vez fueron descartados los ASRAAM -Advanced Short Range Air to Air Missile-) y otra posterior



Cockpit del F-23A según un concepto de simulador. (Imagen: Northrop Grumman)

para los AIM-120 AMRAAM. Esta modificación respondía a una carencia relativa a la carga bélica que se observó durante todo el programa, en tanto las versiones del Sidewinder (versión «M» principalmente) como la del AMRAAM de la época (versión «A», que entraría en IOC -Initial Operational Capability- casi un año después, en septiembre de 1991) tenían dimensiones superiores a las deseables para poder llevarlos en la bodega interna de armamento del avión, limitando el potencial ofensivo del avión. La nueva disposición, junto con el desarrollo de las versiones «X» del Sidewinder y «C» del AMRAAM con aletas y dimensiones más contenidas, que estaban proyectadas y serían desarrolladas posteriormente, paliarían este defecto.

- Modificación de los *inlets*: el labio de admisión dispondría de bordes serrados, además, de un semicono. Estas modificaciones respondieron únicamente a un incremento del rendimiento por parte de los motores, mejorando las características a la admisión.

- Modificación en la morfología de las bahías de los motores, con una forma más estilizada y no tan pronunciada, reduciendo la resistencia aerodinámica en la zona. Además, el eje axial de los motores se hubiera

orientado hacia la sección interior, disminuyendo la distancia entre las secciones de escape.

### EL PROGRAMA ATF TREINTA AÑOS DESPUÉS

Al comenzar la DEM/VAL del Programa ATF, tanto Northrop como Lockheed eran plenamente conscientes que la finalización de esta arrojaría, sencillamente, un ganador y un perdedor, quedando este, con toda probabilidad, relegado al olvido como una página más en la historia de la aeronáutica militar. Por ello no dejan de ser asombrosas las pasiones y admiración que, treinta años después, el YF-23 sigue levantando en la comunidad, llegando incluso a instaurarse debates cíclicos y continuos en foros y medios especializados sobre la posible superioridad de la propuesta de Northrop frente a la de Lockheed, pese a que jamás se probaron equipos avanzados de aviónica o de búsqueda y seguimiento de objetivos de cualquier tipo que pudieran arrojar alguna evidencia sobre una ventaja táctica de uno sobre otro.

En este sentido, se asegura (quizá con cierta ligereza y desconociendo los valores reales de la RCS de ambos prototipos), las mayores capacidades de baja observabilidad del





Imagen artística de un F-23A, en donde se pueden observar las modificaciones en los inlets y ambas bahías de armamento. (Imagen: Adam Burch/Hangar B Productions)

YF-23 y su mayor velocidad máxima con respecto a la del YF-22. De este último, se elogia la mayor maniobrabilidad gracias a su sistema TVC (Thrust Vectoring Control). Realmente, esta serie de valoraciones (que muchas veces revisten la forma de afirmaciones sin fundamento real completo) no dejan de ser suposiciones con mayor o menor fundamento: es cierto que el YF-22 demostró unas excelentes características de maniobrabilidad y controlabilidad a ángulos de ataque (AoAs) de aproximadamente  $60^\circ$  en base a un plan de ensayos no limitado al pliego de requerimientos de la USAF, a diferencia de lo que hizo Northrop. Si este último hubiera seguido el mismo camino, es posible que sus actuaciones hubieran sido similares a los del YF-22 dada la configuración aerodinámica de la que disponía el YF-23. Respecto a las características de baja observabilidad, quizá sí pudiera existir una mayor exposición del YF-23 frente a misiles de guiado infrarrojo (IR) por la morfología del siste-

ma de escape, especialmente en la sección superior, la más visible en ciertos momentos durante el dog-fight y en la realización de ciertos tipos de ACMs (Air Combat Maneuvers). Esta posible vulnerabilidad



YF-22 e YF-23 PAV-1. (Imagen: USAF)

se acentuaría en el caso de empleo de misiles IR de última generación tras el primer cruce; al piloto enemigo le bastaría con apuntar su HMD (Helmet Mounted Display) mientras se cierra el giro, quedando al descubierto la sección superior del YF-23, que previsiblemente se encontraría o con el postquemador encendido o en configuración MIL del *throttle*.

Centrándonos en toda la información objetiva al respecto de los resultados obtenidos tras la DEM/VAL, es innegable que ambos contendientes cumplieron con creces los requisitos del Programa ATF, hasta tal punto que el ganador, el F-22A, fue vetado a cualquier tipo de exportación.

En definitiva, el Programa ATF en su conjunto representó un salto de gigante en materia de aviación de combate, siendo el referente de futuros diseños a nivel global, actualmente existentes solo en el papel, y que surcarán los cielos hacia la mitad del siglo XXI. Una muestra más de la capacidad de aquellos que concibieron ambos demostradores. ■